

This Page Is Inserted by IFW Operations
and is not a part of the Official Record

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images may include (but are not limited to):

- BLACK BORDERS
- TEXT CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES
- FADED TEXT
- ILLEGIBLE TEXT
- SKEWED/SLANTED IMAGES
- COLORED PHOTOS
- BLACK OR VERY BLACK AND WHITE DARK PHOTOS
- GRAY SCALE DOCUMENTS

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

**As rescanning documents *will not* correct images,
please do not report the images to the
Image Problem Mailbox.**

PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11) Publication number : **03-233140**

(43) Date of publication of application : **17.10.1991**

(51) Int.CI.	F02C 7/18 F02C 7/24
--------------	------------------------

(21) Application number : 02-028806	(71) Applicant : HITACHI LTD
--	-------------------------------------

(22) Date of filing : 08.02.1990	(72) Inventor : KIRIKAMI SEIICHI
---	---

SATO ISAO

SATO SATORU

IIZUKA NOBUYUKI

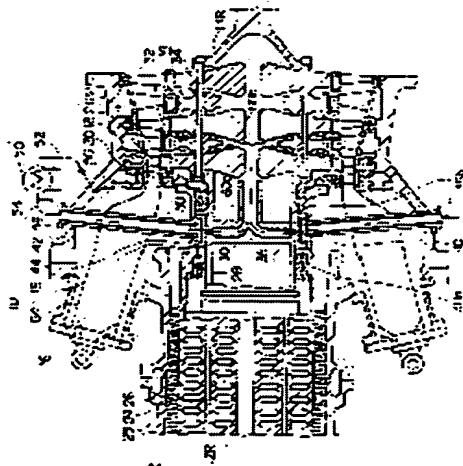
KUMADA KAZUHIKO

(54) AIR PASSAGE FOR COOLING GAS TURBINE MOVING BLADE

(57) Abstract:

PURPOSE: To improve thermal efficiency of a gas turbine by specifying its moving blade cooling passage, which reaches a gas turbing moving blade from the outside of a gas turbine rotary unit through the inside thereof, by a gas turbine part and applying a heat shield coating to the surface of the part facing to the abovementioned air cooling passage.

CONSTITUTION: Compressor delivery air is extracted from a combustor casing 42, guided to and cooled in an intercooler 50 and further guided to the inlet of an air introducing pipe 46. Since pipes 52, 54 and the intercooler 50 are heat-insulated, a temperature rise of cooling air is very small. The air introducing pipe 46 is heated by the compressor delivery air of about 350° C, but the temperature rise of the cooling air is very small because heat shield painting 58 is applied. Heat transfer to the cooling air, passing through the air introducing pipe 46 to flow in a bore fan 30 through the air hole 36 of a distance piece 28, is very small because of a ceramic coating heat shield layer 60a on the surface of the fan 30, and also a passage wall, defined by a wheel 22 and spacer 32, allows very small heat transfer from them because of a heat shield layer 60b.



LEGAL STATUS

[Date of request for examination]
[Date of sending the examiner's decision of rejection]
[Kind of final disposal of application other than the examiner's decision of rejection or application converted registration]
[Date of final disposal for application]
[Patent number]
[Date of registration]
[Number of appeal against examiner's decision of rejection]
[Date of requesting appeal against examiner's decision of rejection]
[Date of extinction of right]

Copyright (C); 1998,2003 Japan Patent Office

⑯ 日本国特許庁 (JP)

⑮ 特許出願公開

⑯ 公開特許公報 (A) 平3-233140

⑯ Int. Cl. 5

F 02 C 7/18
7/24

識別記号 庁内整理番号
Z 7910-3G
A 7910-3G

⑯ 公開 平成3年(1991)10月17日

審査請求 未請求 請求項の数 5 (全5頁)

⑯ 発明の名称 ガスターイン動翼冷却用空気通路

⑯ 特 願 平2-28806

⑯ 出 願 平2(1990)2月8日

⑯ 発明者 桐上清一 津城県日立市幸町3丁目1番1号 株式会社日立製作所日立工場内

⑯ 発明者 佐藤 熟 津城県日立市幸町3丁目1番1号 株式会社日立製作所日立工場内

⑯ 発明者 佐藤 知 津城県日立市幸町3丁目1番1号 株式会社日立製作所日立工場内

⑯ 発明者 飯塚 信之 津城県日立市幸町3丁目1番1号 株式会社日立製作所日立工場内

⑯ 出願人 株式会社日立製作所 東京都千代田区神田駿河台4丁目6番地

⑯ 代理人 弁理士 本多小平 外1名

最終頁に続く

明細書

1. 発明の名称

ガスターイン動翼冷却用空気通路

2. 特許請求の範囲

1 ガスターイン回転体の外部から該ガスターイン回転体の内部を通ってガスターイン動翼に至るガスターイン動翼冷却用通路を規定するガスターイン部品の該空気通路に面する表面に遮熱被覆を施したことを特徴とするガスターイン動翼冷却用空気通路。

2 前記の遮熱被覆は、熱伝導率が小さいセラミックを主成分とした遮熱コーティングであることを特徴とする請求項1記載のガスターイン動翼冷却用空気通路。

3 前記の遮熱被覆は、熱伝導率が小さいセラミックを主成分とした遮熱塗料であることを特徴とする請求項1記載のガスターイン動翼冷却用空気通路。

4 ガスターイン回転体の内部に在る前記のガス

ターイン部品が、ボアファン、冷却動翼を植設するターインホイール、および、該ターインホイール間に介在するスペーサであることを特徴とする請求項1記載のガスターイン動翼冷却用空気通路。

5 ガスターイン回転体の外部に在る前記のガスターイン部品が、圧縮機からの空気をガスターイン回転体の内部に導く静止した冷却空気導入管であることを特徴とする請求項1記載のガスターイン動翼冷却用空気通路。

3. 発明の詳細な説明

【産業上の利用分野】

本発明は、ガスターインの空気通路、具体的には、ガスターインの空冷動翼の冷却に使われる冷却空気の空気通路に関するものである。

【従来の技術】

現在の高効率ガスターインは、消費燃料から最大量の有効動力を取り出すため、常に、燃焼温度を向上させることが要求してきた。

ガスターイン部品に使用される材料は鉄ベース

の鋼からニッケル、コバルト等をベースとする耐熱超合金へ変化してきたが、現在、1000℃にこえる燃焼温度に対しては、直接、高温ガスにさらされるタービン動翼等は、圧縮機から抽気された比較的低い温度の空気により冷却されている。

圧縮機の抽気を冷却空気として利用する方法は、大きく分けて二通りある。

一つは、圧縮機の抽気（定格条件の抽気温度約350℃）を直接タービン動翼の冷却空気として使う方法、もう一つは、圧縮機の抽気を、一旦、熱交換器（インタークーラと呼ぶ）により冷却し、その冷却された空気（定格条件で冷却後の空気温度約200℃）をタービン動翼の冷却に使う方法である。

後者の方法は、前者と比較して、空気温度が低いため、タービン動翼の冷却空気量が少なくてよいという利点がある。冷却空気そのものは、直接ガスタービンの仕事に係わらないため、少なければ、ガスタービンの熱効率をそれだけ良くする。

現在、ガスタービンのタービン動翼の冷却を行

内外周の温度差が約300℃と大きい。このためホイールの最大熱応力が約33kg/cm²と大きく、寿命を損なうという欠点があった。

【発明が解決しようとする課題】

上記のように、従来技術は、ガスタービン熱効率ならびにその部品の寿命の観点から、改善すべき点がある。本発明は、この改善手段を与えるためになされたものであり、その目的は、ガスタービンの冷却空気をムダなく有効に使い、ガスタービンの熱効率を向上させること、および、ガスタービンの回転体部品の熱応力を緩和させ、材料強度的に使用限界に対し充分余裕を持たせ、部品の長寿命化を図ることである。

【課題を解決するための手段】

熱効率の改善は、冷却空気通路と冷却空気通路を規定する部品との境界に遮熱手段を設けることにより達成される。ガスタービンにおいて、ガスタービン回転体に植設されたタービン冷却動翼の存在するガス通路（ホットガスパス）には高温燃焼ガスが流れる。他方、冷却空気はガスタービン

なうためガスタービン回転体の内部は空洞になってしまい、圧縮機の抽気を、この空洞部へ導き、ガスタービンのホイールやスペーサ等で規定される空間を通過させて、最終的にタービン冷却動翼のダブティル部へ到達させる。タービン冷却動翼の内部は伝熱を促進するためターピュランスプロモータを有する複雑な空洞となっており、ダブティル部の穴から流入した冷却空気によって耐熱限界温度以下に冷却される。

従来技術、特にインタークーラで冷却した空気を利用するものにおいては、冷却空気の温度と冷却空気通路を規定する部品の温度との差が大きく、せっかく冷却した空気も、冷却動翼ダブティルに到達するまでには、概略45℃温度上昇するのが常であった。そのため、空気通路を規定する部品からの伝熱が遮断された場合に比べ、約5%多くの冷却空気が必要であった。このため、ガスタービンの熱効率を絶対値にて約0.15%悪化させる欠点があった。

また、空気通路となる一部品であるホイールの

回転体の比較的中心に近い部分を流れる。従って、熱はガスタービン回転体の外側から回転中心に向って流れる。冷却空気通路と冷却空気通路を規定する部品との境界においては互いの温度差により、伝熱が行なわれる。したがって、冷却空気通路壁に遮熱層を設けることにより、高温燃焼ガスを源とする伝熱を防ぐことができる。

タービン回転体部品の熱応力の緩和も、遮熱層を設けることにより同時に達成することができる。たとえば、ガスタービン回転体の一部品である空気通路として中心孔を有するホイールは、その中心孔に遮熱層を被覆すると、冷却空気による伝熱が阻害され、ホイールの温度分布は従来より均一となる。したがって、中心孔近傍にて最大値を取るホイールの熱応力値は比較的小さくなり、材料強度に対する余裕が増加する。

空気通路を規定する部品に対し、遮熱層を被覆する手段として、下記のものが挙げられる。

例えば、遮熱性の優れたセラミックコーティング（例えばジルコニア系のセラミック）をプラス

特開平3-233140 (3)

マ被覆する。これはガスタービン回転体の如くディスク形状の面を有する部品に適している。

あるいは、遮熱性の優れた塗料を塗布する。輻射が小さい耐熱性のいわゆるシルバー色の塗料でも良い。これは小口径の配管内部の遮熱に適している。

プラズマ被覆は、プラズマガンサイズにより、小口径配管では実施不可の場合が多い。

【作　　用】

圧縮機から抽気された冷却空気は、インタークーラを介してさらに冷却され、ガスタービン回転体の内部空気通路に流入する。冷却空気の通路は、その壁面にて遮熱されているため、ガスタービン回転体部品からの伝熱は阻害される。よってガスタービン回転体内部空気通路の冷却空気は、インタークーラ出口の空気温度とあまり変わらない温度にて冷却動翼に供給される。

ガスタービン回転体においては、回転中は、遠心力によって半径方向に引っ張られるため、中心部分の応力が最も高くなる。遮熱層の存在により、

置かれている。

ガスタービンロータは、互いに固着された圧縮機ロータ12R、円筒状のディスタンントピース28、タービンロータ14Rより構成される。よって圧縮機ロータ12Rは、ディスタンントピース28を介してタービンロータ14Rにより駆動される。

ディスタンントピース28内には、ボアファン30が固着され、冷却空気通路を規定する。タービンロータ14Rは、複数のホイール22、スペーサ32およびそれらを固着する複数のスルーボルト34により構成される。ホイール22およびスペーサ32は中心孔を有し、冷却空気通路を規定する。

ディスタンントピース28の外面とボアファン30の空気通路は、複数の空気孔36により接続されている。空気孔36の輻方向の左右には、パッキング38a、38bが存在し、ディスタンントピース28の空気孔36へ流入する冷却空気40の洩れを阻止する。

冷却空気でホイールが冷却されにくくなり、ホイール温度が均一化する。したがって、熱応力が比較的小さくなり、材料強度的に余裕を持った部品となっている。すなわちホイールの最大応力により規定されるホイールの寿命（特にクリープ破断寿命）が延びる。

【実　　施　　例】

以下、本発明の一実施例につき、第1図を用いて詳細に説明する。第1図には、本実施例のガスタービン10の中央部分が、半径方向断面図で示されている。ガスタービン10は、よく知られた軸流型であり、多段軸流圧縮機12、軸流タービン14、および燃焼器16から構成されている。軸流タービン14は少なくとも一つの動力流体膨張段を含み、この段にはリテーニングリング20の内径側に保持された環状静翼18が、タービンホイール22に植設された環状動翼21の上流側に配置されている。圧縮機12は複数個の空気圧縮段を含み、各段は、圧縮機ディスク25に植設された環状動翼24が環状静翼26の上流側に配

ディスタンントピース28の外面には、燃焼器ケーシング42および圧縮機吐出ケーシングの一部44を貫通した冷却空気導入管46が到達している。冷却空気が直接ディスタンントピース28に当ってガスタービン回転体に熱的アンバランスを生じさせない様、バッフル板48を設ける。冷却空気導入管46はインタークーラ50出口に接続され、さらにインタークーラ50の空気入口は燃焼器ケーシング42に接続される。

燃焼器ケーシング42とインタークーラ50を結ぶ空気配管52、インタークーラ50、インタークーラ50の出口と空気導入管46までの配管54は、当然、熱が逃げない様にロックウール等の保温材で保温を行なう。

燃焼器ケーシング42と圧縮機吐出ケーシング44を貫通する空気導入管46は、ガスタービン回転体中心に対して環状配備された尾筒56の狭間を通さなければならない。よって、これにロックウール等の保温材を適用することができず、該配管46の内部には遮熱塗装58を行なう。

ガスタービン回転体においては、ボアファン30の空気通路壁面にセラミック被覆を行ない、遮熱層60aとする。タービンホイール22とスペーサ32の表面にはセラミック被覆を行ない、遮熱層60bとする。

圧縮機吐出空気が燃焼器ケーシング42から抽気され、インタークーラ50に導かれて冷却され、さらに空気導入管46入口に至る。配管52、54およびインタークーラ50は保温されているため、冷却空気の温度上昇は非常に少ない。空気導入管46は約350°Cの圧縮機吐出空気により加熱されるが、遮熱塗装58が施されているため冷却空気の温度上昇は非常に少ない。空気導入管46を通りディスタンチビース28の空気孔36を介してボアファン30に流入した冷却空気への伝熱は、ボアファン30表面のセラミック被覆の遮熱層60のため、非常に少ない。また、ホイール22とスペーサ32により規定された冷却空気通路壁も、セラミックによる遮熱層60が在るため、ホイール22、スペーサ32からの伝熱は非

以上の条件において、冷却空気の伝熱による温度上昇は、従来の45°Cに対し、30°Cと小さくなる。実際、伝熱による温度上昇の他にポンピングロスによる冷却空気の温度上昇が存在する。従来の全温度上昇の内訳

$$20 + 25 = 45^{\circ}\text{C}$$

に対し、本発明の全温度上昇の内訳は

$$20 + 10 = 30^{\circ}\text{C}$$

となる。

従って、従来並の温度上昇とするには、冷却空気を約5%少なくすることができる。この値は、ガスタービン10の熱効率0.15%向上に対応する。

また、タービンホイール22の中心孔の温度は、従来の温度200°Cに対し、本実施例では300°Cとなり、ホイール22の外周と中心孔との温度差は従来の300°Cから200°Cとなる。この値は、中心孔熱応力を33kg/mm²から32kg/mm²に減少させ、ホイール22のクリープ破断寿命が約1.5倍となる。

以上の如く、25Mwインタークーラ50付ガス

常に少ない。

本実施例は、インタークーラ50付のガスタービンに限るわけではなく、インタークーラ50無しのガスタービンにも適用される。違いは、インタークーラ50無しのガスタービンにおいては、効果が、それほど顕著でないことがある。

25Mwのガスタービンについてサンプル計算を下記に述べる。

遮熱層の仕様

(1) 空気導入管46

- a) 表面積 0.5m²
- b) 遮熱層熱伝達率 200kcal/m²h°C

(2) ガスタービン回転体空気通路

- a) 表面積 15 m²
- b) 遮熱層熱伝達率 1000kcal/m²h°C

(ジルコニア系セラミックコーティング
厚さ 0.4mm)

(3) 圧縮機吐出空気圧力、温度 14atg, 350°C

(4) インタークーラ50出口空気圧力、温度

14atg, 200°C

(5) ホイール22外周の温度 500°C

タービン10を例に説明したように本発明によりガスタービンの熱効率を改善することができ、かつ、回転体ホイール22の寿命を延長することができる。

【発明の効果】

本発明によれば、ガスタービン冷却動翼の冷却空気を減少させることができるために、ガスタービンの熱効率を向上させることができる。

本発明によれば、ガスタービン回転体の一部品であるタービンホイールの温度分布を均一化できるため、熱応力が緩和され、よって、ホイールのクリープ破断寿命を延ばすことができる。

4. 図面の簡単な説明

第1図は本発明の一実施例に係るガスタービンの中央部分の半径方向断面図を示す。

10…ガスタービン

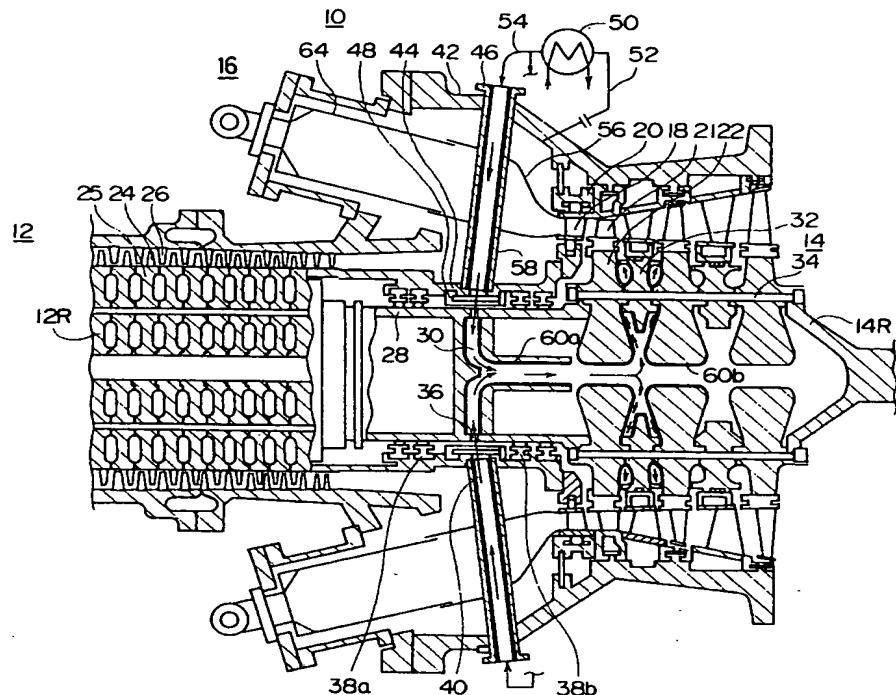
58…遮熱塗装 60…遮熱層

12R…圧縮機ロータ

14R…タービンロータ

64…燃焼器 56…尾筒

第 1 図



第1頁の続き

⑦発明者 熊田 和彦 挨城県日立市幸町3丁目1番1号 株式会社日立製作所日立工場内